

ANALISIS KESTABILAN DAN PRESTASI TERBANG RX-450 BERDASARKAN HASIL UJI TERBANG

Hakiki, Ahmad Riyadl
Bidang Kendali dan Telemetry
Pusat Teknologi Roket
haqq.lapan@gmail.com

Abstrak

Dalam makalah ini, dilakukan simulasi ulang RX-450 berdasarkan data hasil pengukuran. Simulasi ulang dilakukan untuk membandingkan prediksi awal dengan hasil uji terbang. Prediksi awal kecepatan maksimum roket mencapai 4.02 Mach dan beban akselerasi (*G-load*) maksimum mencapai 10G. Hasil prediksi awal menunjukkan roket cukup stabil statik dimana koefisien turunan momen *pitch* terhadap sudut serang ($C_{m\alpha}$) bernilai negatif. Saat uji terbang roket menunjukkan perilaku yang tidak stabil statik, sehingga mengubah arah lintasan terbangnya. Berdasarkan hasil pengukuran uji terbang, sensor akselerometer menunjukkan angka 13.5G. Hasil simulasi ulang menunjukkan bahwa kecepatan terbang maksimum roket mencapai 5.07 Mach. Sehingga ada beberapa parameter kestabilan roket yang tidak stabil.

Kata Kunci : Kecepatan Terbang Roket, G-Load, Kestabilan Statik

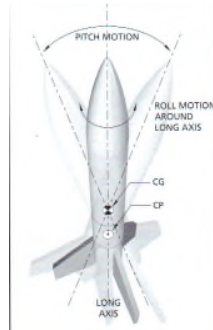
Abstract

In this paper, simulation of the RX-450 is based on measurement data. Simulations carried out research to compare the initial predictions with the results of the flight test. The initial prediction of maximum velocity of rocket reached 4.02 Mach and load maximum acceleration (G-load) reached 10G. Results of earlier predictions indicate rocket a fairly static stability where derivative of the coefficient of moment pitch with respect to angle of attack ($C_{m\alpha}$) is negative. When the rocket flight test indicated behavior unstable static, thus changing the direction of its path flight. Based on the measurement results of the flight test, the accelerometer sensor indicated 13.5G. The simulation result showed the maximum velocity of rocket reaches 5.07 Mach. So that, some stability parameters rocket unstable static.

Keywords : Flight Velocity, G-Load, Static Stability

1. PENDAHULUAN

Roket 450 merupakan roket balistik berkaliber 450 mm. Roket ini telah diluncurkan pada bulan Mei tahun 2015. Peluncuran roket RX-450 mengalami beberapa kendala mulai dari struktur dan material yang cukup kompleks serta ketersediaan propelan yang kurang konsisten pada jenis materialnya. Walaupun demikian, tingkat keberhasilan cukup baik bila ditinjau dari segi struktur. Secara umum struktur roket RX-450 memuaskan. Adapun kendala yang dihadapi adalah kestabilan roket. Peluncuran pada bulan Mei lalu memberikan informasi yang menarik. Roket sesaat setelah meluncur atau keluar dari *launcher* memiliki kestabilan yang baik. Akan tetapi, beberapa detik setelah meluncur, roket mulai menunjukkan perilaku yang tidak sesuai dengan harapan, yaitu roket melakukan *wobbling*. Awal mulanya, perilaku masih dalam batas kestabilan statik. Sesaat sebelum mencapai titik kritis (*burn-out*), gerakan *wobbling* semakin membesar (*wobbling angle*) menyebabkan roket menjadi tidak stabil sedemikian rupa sehingga mengubah arah lintasan terbangnya. *Wobbling* merupakan gerak rotasi terhadap sumbu bendanya (X_b) dan juga melakukan gerak rotasi terhadap sumbu kecepatan terbang (X_w). Pengaruh variabel sudut serang (α) dan sudut *sideslip* (β) yang menimbulkan *wobbling*. *Wobbling* mirip dengan gerak nutasi pada bumi.



Gambar 1-1. Ilustrasi wobbling pada roket[1]

Faktor-faktor yang menyebabkan terjadi penyimpangan sikap maupun lintasan roket terbagi menjadi 3 bagian. Yang pertama adalah ketidakakuratan produksi roket, yang meliputi massa propelan, komposisi, momen inersia axial dan lateral, titik gravitasi yang dihasilkan dan misalignment sirip ekor. Kedua adalah selama phase boosting, defleksi peluncur, vektor gaya dorong roket yang tidak searah sumbu benda dan gangguan atmosfer. Yang ketiga adalah fase tanpa ada gaya dorong roket, terjadinya fluktuasi profil angin[2].

Perbedaan antara simulasi gerak roket dengan kondisi nyata disebabkan beberapa faktor seperti konfigurasi yang ideal dan pemodelan atmosfer. Konfigurasi yang ideal meliputi penyederhanaan bentuk dan asumsi aliran udara yang digunakan.

Pada kajian ini dilakukan analisis ulang kestabilan roket RX-450 dan perbandingan prestasi terbang RX-450 berdasarkan gaya dorong uji statik dan gaya dorong hasil pengukuran terbang. Adapun data yang digunakan berdasarkan data pengukuran sensor akselerometer untuk memperoleh gaya dorong pada saat uji terbang. Pembacaan data sensor akselerometer merupakan percepatan inersial roket. Percepatan inersial roket adalah gaya inersial dibagi perubahan massa roket. Data gaya dorong dari hasil pengukuran uji terbang dijadikan masukan data untuk dilakukan simulasi ulang prestasi terbang roket dan analisis kestabilan statik.

2. METODOLOGI

Persamaan gerak benda dinyatakan sebagai berikut ini[3][4].

$$F_{\text{inersial}} = F_{\text{propulsi}} + F_{\text{berat}} + F_{\text{aerodinamika}} \quad (1)$$

Pembacaan sensor akselerometer merupakan selisih dari gaya dorong dengan jumlah gaya berat dan aerodinamika dibagi massa total[3][4].

$$\text{acc}_{\text{sensor}} = \frac{F_{\text{propulsi}} - F_{\text{berat}} - F_{\text{aerodinamika}}}{M} \quad (2)$$

Dimana : $\text{acc}_{\text{sensor}}$ adalah percepatan linear terhadap arah sumbu- X_{benda} , F_{propulsi} adalah gaya dorong propulsi, F_{berat} adalah gaya berat gravitasi, M adalah massa roket.

Gaya hambat aerodinamika dinyatakan sebagai berikut[3][4]:

$$F_{\text{hambat}} = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_d \quad (3)$$

Dimana : ρ adalah massa jenis udara, v adalah kecepatan terbang roket, S adalah luas penampang bodi roket, c_d adalah koefisien gaya hambat.

Beberapa syarat kestabilan statik yang harus dipenuhi pada wahana terbang adalah statik margin (SM), koefisien turunan momen *pitch* terhadap sudut serang (Cm_α) dan koefisien turunan momen *yaw* terhadap sudut *sideslip* (Cn_β). *Static margin* merupakan variable tak berdimensi, yaitu selisih antara titik pusat tekanan terhadap titik massa benda dibagi MAC (*mean aerodynamic chord*). Pada roket MAC digantikan dengan diameter bodi wahana. Syarat wahana stabil statik, titik tangkap gaya (*Centre of Pressure*) berada dibelakang titik massa wahana (*Centre of Gravity*) terhadap hidung roket. Sedangkan koefisien Cm_α harus bernilai negative dan koefisien Cn_β bernilai positif[4][5].

$$SM = X_{cg} - X_{cp} < 0 \quad (4)$$

$$Cm_\alpha = \frac{\partial Cm}{\partial \alpha} < 0 \quad (5)$$

$$Cn_\beta = \frac{\partial Cn}{\partial \beta} > 0 \quad (6)$$

Simulasi gerak wahana dengan menggunakan perangkat lunak Matlab, sedangkan data aerodinamika diperoleh dari perangkat lunak Missile Datcom[5][6][7][8].

Adapun beberapa batasan yang perlu dilakukan untuk penyederhaan masalah adalah sebagai berikut :

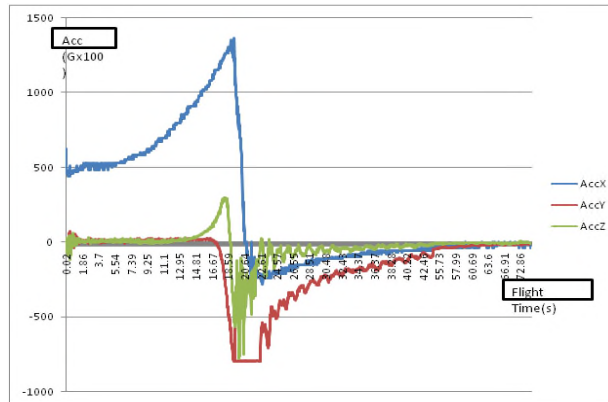
1. Sensor akselerometer yang digunakan hanya pada arah sumbu benda (X_b)
2. Koefisien gaya hambat dan koefisien aerodinamika lainnya dihitung berdasarkan pada kondisi *sea level*.
3. Konfigurasi model dalam perhitungan aerodinamika dimodelkan sederhana.
4. atmosfer bumi pada kondisi ideal, gangguan atmosfer dapat diabaikan
5. Pengaruh rotasi bumi diabaikan.
6. Analisis dilakukan pada *boost phase*

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

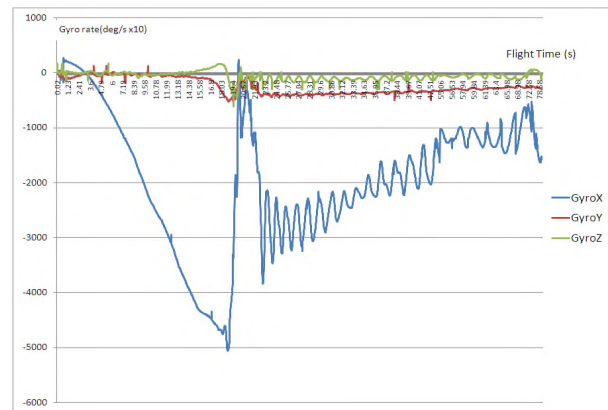
Selama fasa gaya dorong roket (*powered phase*), sudut *wobbling* semakin lama semakin membesar karena sebagai fungsi kecepatan, sudut serang dan sudut *slideslip*. Setelah fasa tidak ada gaya dorong (*unpower phase*) sudut *wobbling* semakin mengecil dan roket kembali stabil ke arah kondisi stabil lainnya dengan arah lintasan terbang yang berbeda dengan kondisi awalnya. Perubahan sikap roket tidak berpengaruh cukup besar dibanding dengan perubahan lintasan terbangnya. Gerak *wobbling* ini cenderung mengubah lintasan gerak roket.

Perubahan sikap roket hanya pada fasa tertentu, dimulai dari detik ke-15 sampai detik ke-20 pada saat kondisi bahan bakar propelan habis. Seperti terlihat pada Gambar 3.1 dan Gambar 3.2. Sensor Acc-X merupakan akselerometer pada arah sumbu-X, sedangkan sensor Acc-Y dan sensor Acc-Z berturut-turut merupakan akselerometer arah sumbu-Y dan sumbu-Z pada kondisi awal dimana roket masih di peluncur. Data yang terekam oleh sensor Acc-Y dan sensor Acc-Z selama roket meluncur bukan merupakan data yang sebenarnya terhadap sumbunya, melainkan data relative antara keduanya. Ketika roket melakukan gerak rotasi, secara otomatis kedudukan sensor arah sumbu-Y dan sumbu-Z akan berubah. Sensor Acc-Y dapat membaca arah sumbu-Z atau sebaliknya sensor Acc-Z membaca arah sumbu-Y.

Hasil pengukuran sensor kecepatan sudut (*angular rate sensor*) seperti terlihat pada Gambar 3.2. Sensor Gyro-X, sensor Gyro-Y dan sensor Gyro-Z berturut-turut membaca gerak rotasi arah sumbu-X, sumbu-Y dan sumbu-Z. Seperti pada sensor akselerometer, sensor sudut Gyro-Y dan Gyro-Z membaca gerak relatif terhadap arah gerak rotasinya. Ketika roket melakukan gerak rotasi, bacaan sensor Gyro akan berubah. Jika posisi sensor Gyro-Y berada pada arah sumbu-Z (arah vektornya) maka sensor Gyro-Y akan membaca perubahan gerak sudut pada arah sumbu-Z. Hal yang sama juga pada sensor Gyro-Z, posisi sensor Gyro-Z yang membaca gerak relatif terhadap sumbu-Y.



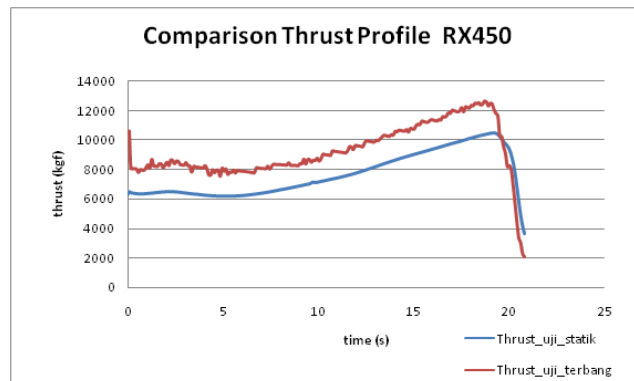
Gambar 3-1. Hasil pengukuran sensor *accelerometer* 3-axis[9]



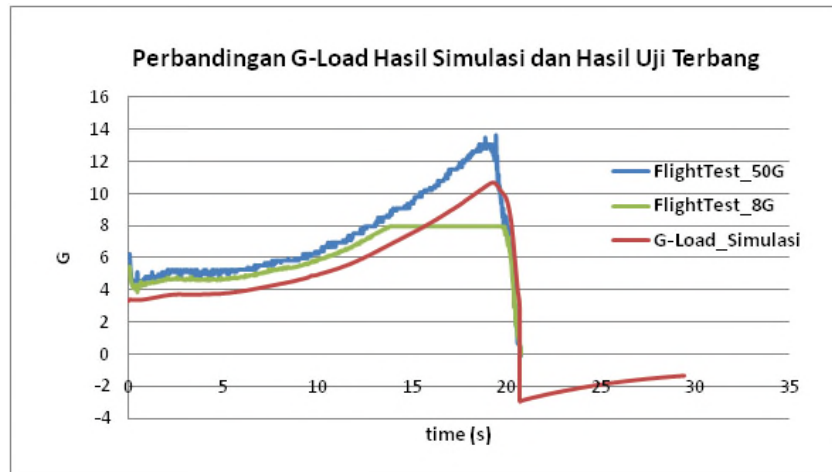
Gambar 3-2. Hasil pengukuran sensor *gyroscope* 3-axis[9]

Gaya dorong hasil uji statik merupakan data *input* untuk prediksi awal prestasi terbang roket. Besar gaya dorong maksimum mencapai 10,5 ton dengan waktu bakar selama 20 sekon dan gaya dorong rata-rata sekitar 7900 kgf[10].

Gaya dorong hasil pengukuran uji terbang diperoleh dari data hasil pengukuran sensor dinamik, yakni akselerometer. Hasil pengukuran diolah untuk mendapatkan gaya dorong roket pada kondisi uji terbang. Gaya dorong rata-rata dan gaya dorong maksimum yang dihasilkan uji terbang berturut-turut adalah 9315 kgf dan 12674 kgf. Gaya dorong rata-rata dan gaya dorong maksimum berdasarkan masukan data simulasi terbang berturut-turut adalah 7641 kgf dan 10400 kgf, dengan waktu bakar selama 20.81 sekon. Sedemikian rupa sehingga, selisih besar rata-rata gaya dorong adalah 22%, seperti terlihat pada Gambar 3.3.



Gambar 3-3. Perbandingan profil gaya dorong uji statik dan uji terbang



Gambar 3-4. Perbandingan besaran beban-G

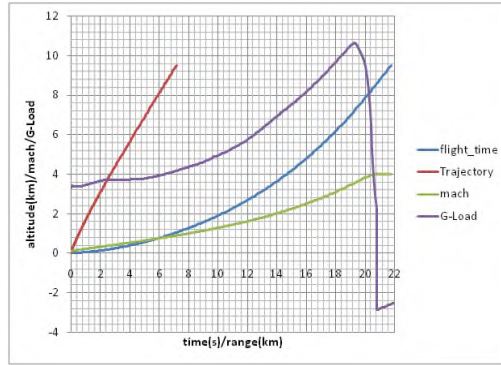
Hasil uji terbang RX-450 diperoleh data-data yang dapat dijadikan referensi salah satunya data akselerometer. Pembacaan sensor akselerometer yang digunakan adalah 50G dan 8G seperti yang terlihat pada Gambar 3.4. Batas pembacaan sensor 8G hanya mampu membaca sampai 8G, sedangkan sensor 50G mampu membaca hasil pengukuran seluruh kejadian uji terbang roket. sensor akselerometer 50G memberikan keluaran data uji terbang roket mencapai maksimum 13G. Sensor ini hanya membaca acuan terhadap sumbu axial benda (X_b). Beban Axial yang diterima roket searah sumbu-X dikenal dengan *G-Load* atau *G-Force*. Pada Gambar 3.4 kurva *G-Load* hasil simulasi lebih kecil dibanding kurva *G-Load* hasil pengukuran. Kurva *G-Load* hasil simulasi terbang roket mencapai maksimum 10.6G. Kenaikkan *G-Load* maksimum hasil uji terbang mencapai 23% dari *G-Load* hasil simulasi.

Pada Gambar 3.5 merupakan prediksi awal terbang dengan gaya dorong motor berdasarkan hasil uji statik. Prediksi waktu terbang selama masih ada propelan (*phase powered*) adalah 20.81 sekon. Kecepatan maksimum roket adalah 4.02 Mach (1218 m/s). Pada kondisi tersebut tinggi terbang mencapai 8.6 km dengan jangkauan 6.43 km. Beban *G-Load* mencapai 10.6G pada detik ke-19. Pada Gambar 3.6, simulasi terbang ulang berdasarkan data hasil uji terbang. Waktu terbang, selama masih ada bahan bakar roket adalah 20.75 sekon. Kecepatan terbang maksimum roket adalah 5.07 Mach (1470 m/s). pada kondisi tersebut posisi roket pada tinggi terbang 11.38 km dan jangkauan 7.38 km. sedangkan beban *G-Load* 13G pada detik ke-19.

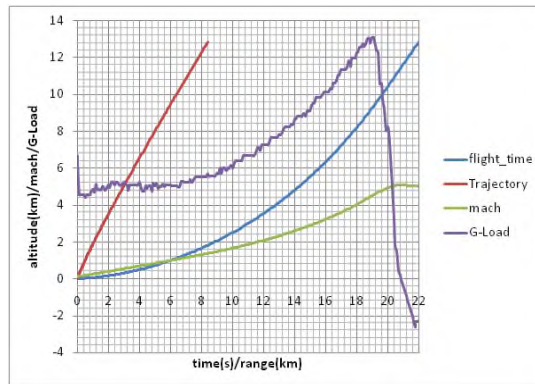
Kenaikkan parameter kecepatan maksimum roket dan beban *G-Load* hingga mencapai, berturut-turut, 25% dan 23% dari hasil prediksi awal, sangat mempengaruhi prestasi dan kestabilan terbang roket, seperti terlihat pada Gambar 3.7 dan Gambar 3.8. Ditinjau dari prestasi terbangnya, jangkauan terbang lebih jauh mencapai 207 km, tinggi terbang mencapai 79.85 km dan lama terbang 268 sekon, seperti terlihat pada Tabel 3.1, Gambar 3.9 dan Gambar 3.10.

Tabel 3-1. Prestasi Terbang Roket RX-450

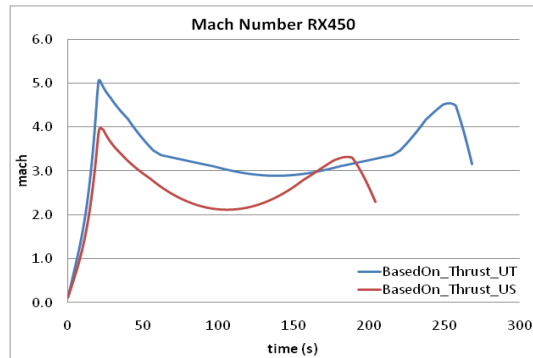
	Jangkauan Terbang	Tinggi Terbang	Lama Terbang
Berdasarkan Gaya Dorong US	131 km	44.91 km	205 s
Berdasarkan Gaya Dorong UT	207 km	79.85 km	268 s



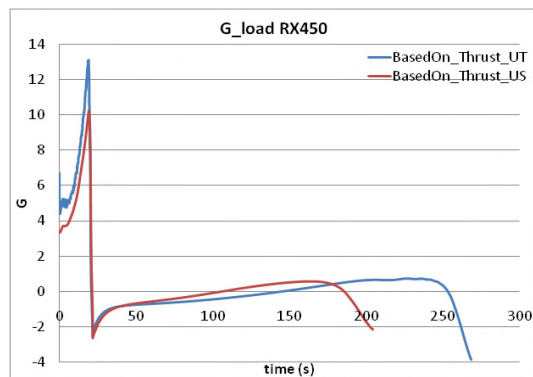
Gambar 3-5. Prestasi terbang berdasarkan gaya dorong uji statik (US) *boost phase*



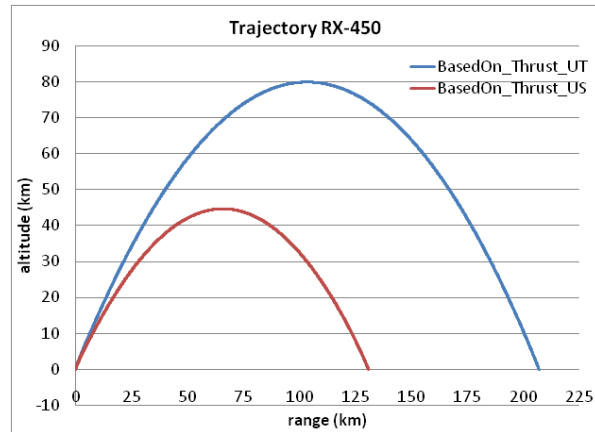
Gambar 3-6. Prestasi terbang berdasarkan gaya dorong uji terbang (UT) *boost phase*



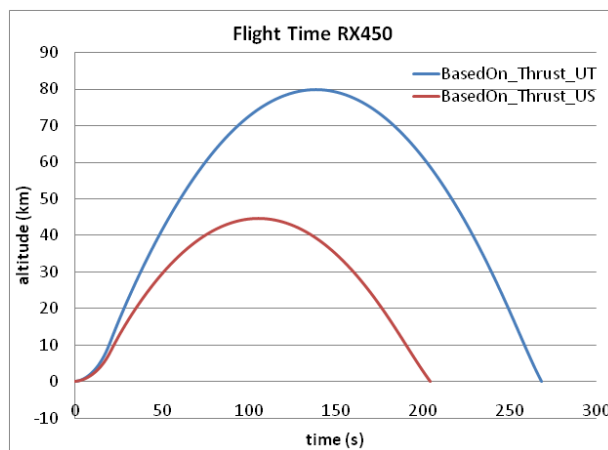
Gambar 3-7. Perbandingan kurva *mach number* RX-450



Gambar 3-8. Perbandingan beban axial roket RX-450



Gambar 3-9. Perbandingan lintasan terbang roket RX450



Gambar 3-10. Perbandingan waktu terbang roket RX450

Pada Gambar 3-7, kecepatan roket mencapai 4 mach pada detik ke-18. Roket masih dalam regim stabil static sampai pada sudut serang 4 deg, roket sudah tidak stabil pada sudut serang 8 deg terutama parameter koefisien Cm_{α} dan koefisien Cn_{β} yang tidak stabil. Koefisien Cm_{α} mengimplementasikan gerak *pitching* sedangkan parameter Cn_{β} mengimplementasikan gerak *dutch roll*. Gabungan gerak ini yang menimbulkan gerakan *wobbling*. Parameter kestabilan statik margin, koefisien turunan momen *pitch* terhadap sudut serang (Cm_{α}) dan koefisien turunan momen *yaw* terhadap sudut *sideslip* (Cn_{β}) seperti terlihat pada Tabel 3.2, Gambar 3-11, Gambar 3-12 dan Gambar 3-13.

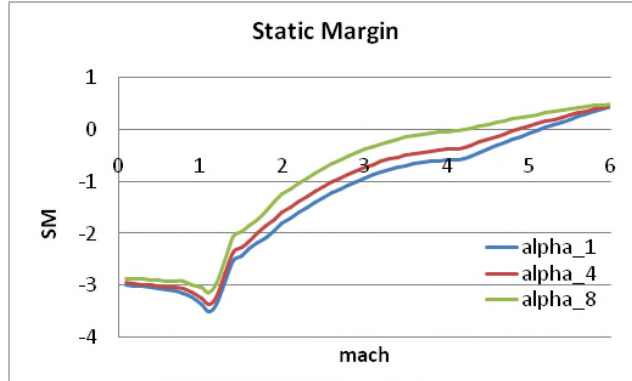
Tabel 3-2. Parameter Kestabilan Roket Pada Full Propellant

Sudut	Statik margin	Cm_{α}	Cm_{β}
1	-0.594	-0.051	+0.051
4	-0.386	-0.017	+0.036
8	-0.041	+0.075	-0.033

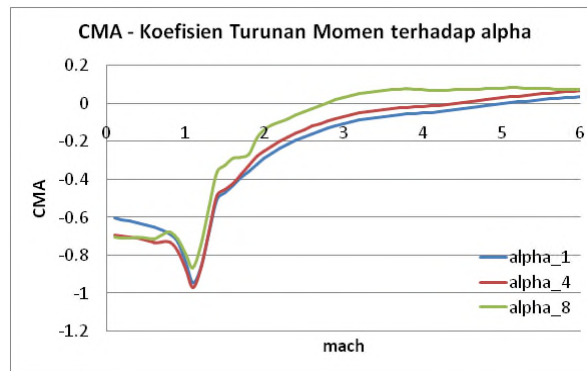
Kecepatan maksimum roket mencapai 5 mach, pada kondisi tersebut bahan propelan sudah habis, posisi COG bergeser ke depan sejauh 50 mm. Perubahan COG tidak dapat membantu menstabilkan roket, karena pada kondisi tersebut sudah memasuki regime ketidakstabilan, seperti terlihat pada Tabel 3.3. Statik margin, koefisien turunan momen *pitch* terhadap sudut serang (Cm_{α}) dan koefisien turunan momen *yaw* terhadap sudut *sideslip* (Cn_{β}), berturut turut, bernilai positif, positif dan negatif. Lihat Gambar 3-14, Gambar 3-15 dan Gambar 3-16.

Tabel 3-3. Parameter Kestabilan Roket Pada *Empty Propellant*

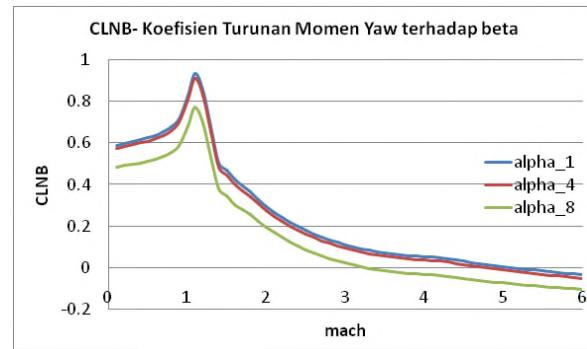
Sudut	Statik margin	Cm_{α}	Cn_{β}
1	-0.193	-0.013	+0.019
4	-0.058	+0.013	-0.001
8	+0.142	+0.056	-0.06



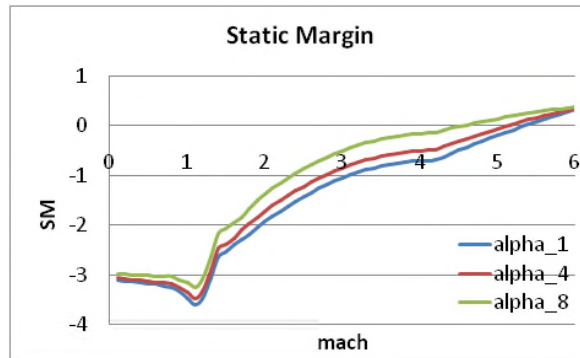
Gambar 3-11. Statik margin RX-450 full propellant



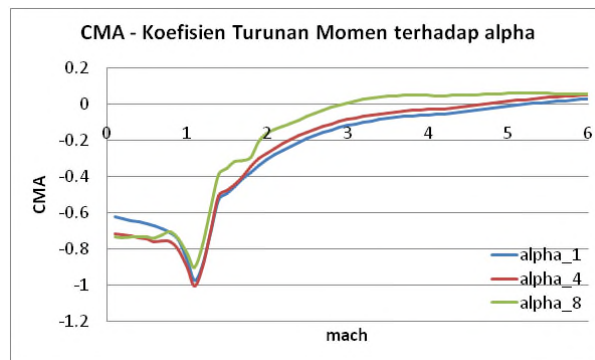
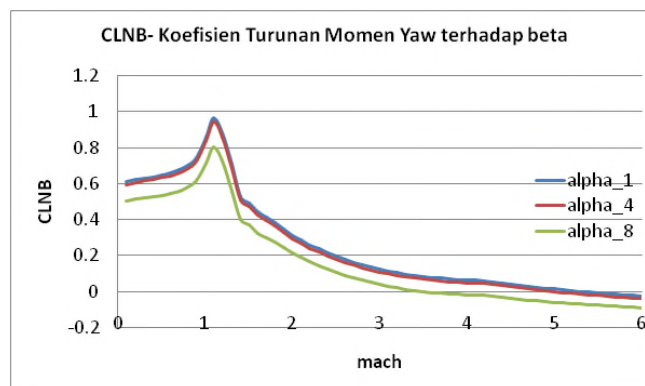
Gambar 3-12. Koefisien turunan kestabilan Cm_{α} RX-450 full propellant



Gambar 3-13. Koefisien turunan kestabilan Cn_{β} RX-450 full propellant



Gambar 3-14. Statik margin RX-450 empty propellant

Gambar 3-15. Koefisien turunan kestabilan $C_{m\alpha}$ RX-450 empty propellantGambar 3-16. Koefisien turunan kestabilan $C_{n\beta}$ RX-450 empty propellant

4. KESIMPULAN

Gaya dorong yang dihasilkan saat uji terbang jauh lebih besar dibandingkan hasil uji statik. Sedemikian rupa sehingga, kecepatan terbang roket semakin tinggi. Prediksi kecepatan terbang roket prediksi uji terbang 4.02 Mach, sedangkan hasil pengukuran mencapai maksimum 5.07 Mach. Semua parameter kestabilan menunjukkan bahwa roket tidak stabil static pada kecepatan Mach 5. Roket terbang dengan sudut serang 4 derajat, menunjukkan bahwa *Static margin* -0.058d, walaupun masih bernilai negatif, tetapi *Static margin* tersebut sangat beresiko jika roket terbang dengan sudut serang lebih besar dari 4 derajat. Sedangkan koefisien static $C_{m\alpha}$ dan $C_{n\beta}$ bernilai positif dan negative. Berdasarkan koefisien kestabilan statik roket menunjukkan tidak stabil statik.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Roket, Kepala Program, Chief Engineering, Program Manager Roket Sonda serta kawan-kawan atas bantuannya pada riset ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) <http://www.ryerson.ca/content/dam/aerospace/rocketcompetition/technicalguide/pdfs/Model%20Rocket%20Stability.pdf>. [diambil pada tanggal 1 februari 2016 jam 8.10 WIB].
- 2) M. Khalil, H. Abdalla , O. Kamal, 2009, *Trajectory Prediction for Typical Fin Stabilized Artillery Rocket*, Proceedings of the 13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology, ASAT-13, 2009, May 26-28.
- 3) Thomas J.S, 2005, *Aerodynamic Predictions, Comparisons, And Validations Using Missile DATCOM (97) And Aeroprediction 98 (AP98)*, Journal Of Spacecraft And Rockets.
- 4) Etkin B, Reid L.D, 1996, *Dynamics Of Flight, Stability And Control*, Third Edition, John Wiley And Sons , New York.
- 5) William B. Blake, 1998, *Missile Datcom User's Manual – 1997 Foftran 90 Revision*, February 1998.
- 6) Pawat Chusilp, Weerawut Charubhun, and Navapan Nutkumhang, 2011, *A Comparative Study on 6-DOF Trajectory Simulation of a Short Range Rocket using Aerodynamic Coefficients from Experiments and Missile DATCOM*, The Second TSME International Conference on Mechanical Engineering, 19–21 October, 2011, Krabi.
- 7) Ahmad Riyadl, ST, 2012, *Pemodelan dan Simulasi Non Linear Gerak Enam Derajat-Kebebasan Pesawat Nir awak*, Prosiding SIPTEKGANXXVI 2012 , Tangerang.
- 8) F. Mingireanu, L. Georgescu, G. Murariu, I. Mocanu.2014, *Trajectory Modeling of Grad Rocket with Low-cost Terminal Guidance Upgrade Coupled to Range Increase Through Step-Like Thrust-Curve*, U.P.B. Sci. Bull., Series D, Vol. 76, Iss. 4, 2014. ISSN 1454-2358.
- 9) Tim Muatan Bidang Kendali dan Telemetry, 2015, *Laporan Data Sensor Hasil Peluncuran Terbang RX-450 Mei 2015*, Tangerang.
- 10) Tim Uji Statik, 2015, *Laporan Hasil Uji Statik RX-450 Maret 2015*, Tangerang.